



(19) **RU** ⁽¹¹⁾ **2 028 963** ⁽¹³⁾ **C1**
(51) МПК⁶ **B 64 C 21/08, F 02 C 6/00**

РОССИЙСКОЕ АГЕНТСТВО
ПО ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

(21), (22) Заявка: 4870797/06, 02.10.1990

(46) Дата публикации: 20.02.1995

(56) Ссылки: 1. Чжен П. Управление отрывом потока, М.: Мир, 1979, с.152, 180 и 181, 364-366. 2. Ленг Р.Х. Проектные разработки системы ламинаризации обтекания крыла транспортного самолета. - Аэрокосмическая техника, 1985, т.3, N 4, с.18-24. 3. Патент США N 3887147, кл. В 64С 21/04, опублик. 1975.

(71) Заявитель:

Уфимский авиационный институт им.Серго
Орджоникидзе

(72) Изобретатель: Гришин А.Н.

(73) Патентообладатель:

Гришин Александр Николаевич

(54) ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ С СИСТЕМОЙ ЛАМИНАРИЗАЦИИ ОБТЕКАНИЯ

(57) Реферат:

Использование: в авиастроении, ракетной технике и двигателестроении. Сущность изобретения: расположенные на поверхности крыльев щели соединены трубопроводами с входом компрессора системы ламинаризации

(КСЛ), выход из которого подключен к проточной части компрессора внутреннего контура (ВК). Силовая турбина вспомогательного контура расположена на одном валу с КСЛ, а ее выход подключен к камере сгорания ВК. 1 ил.

RU 2 028 963 C1

RU 2 028 963 C1

Изобретение относится к области авиационного, ракетной техники и двигателестроения.

Известна конструкция летательного аппарата с ламинаризацией обтекания крыла [1], где щели, через которые производится отсос воздуха с поверхности крыльев, соединены трубопроводами с компрессором системы ламинаризации, при помощи которого масса отсасываемого воздуха выбрасывается за борт самолета со скоростью, равной или превосходящей скорость полета. Энергия для привода компрессора системы ламинаризации отбирается с валов основных двигателей.

Недостатком этой конструкции является то, что снижается тяга основных двигателей, уменьшается положительный эффект, вызванный ламинаризацией обтекания, ограничивается расход отсасываемого воздуха.

Известна также конструкция самолета с системой ламинаризации обтекания крыла и хвостового оперения [2], которая состоит из щелей на поверхностях крыльев и хвостового оперения, соединенных трубопроводами с компрессорами системы ламинаризации, валы которых связаны с валами вспомогательных силовых установок. Воздух из компрессоров системы ламинаризации и горячий газ из вспомогательных силовых установок выводятся за борт самолета.

В этой конструкции самолета тяга основных двигателей не уменьшается, но увеличивается расход топлива, что также уменьшает положительный эффект от ламинаризации обтекания, увеличивает вес системы ламинаризации и ограничивает расход отсасываемого воздуха.

Наиболее близким к изобретению техническим решением, выбранным в качестве прототипа, является конструкция летательного аппарата с системой ламинаризации обтекания [3], включающая расположенные на поверхности крыльев щели, соединенные трубопроводами с входом компрессора системы ламинаризации, внутренний контур, содержащий компрессор, камеру сгорания, турбину, вспомогательный контур, имеющий силовую турбину, расположенную на одном валу с компрессором системы ламинаризации, и подключенный трубопроводом к области между промежуточными ступенями турбины, причем выходные сечения компрессора системы ламинаризации и силовой турбины соединены с атмосферой.

К недостаткам прототипа относятся снижение тяги основных двигателей, уменьшение положительного эффекта, вызванного ламинаризацией обтекания, и ограничение расхода отсасываемого воздуха.

Целью изобретения является повышение экономичности и надежности.

Указанная цель достигается тем, что вспомогательный контур подключен трубопроводом к области за компрессором внутреннего контура и снабжен

последовательно соединенными теплообменником, камерой сгорания и турбиной, выход которой подключен к силовой турбине, причем выходные сечения компрессора системы ламинаризации и силовой турбины подключены соответственно к проточной части компрессора и камере сгорания внутреннего контура.

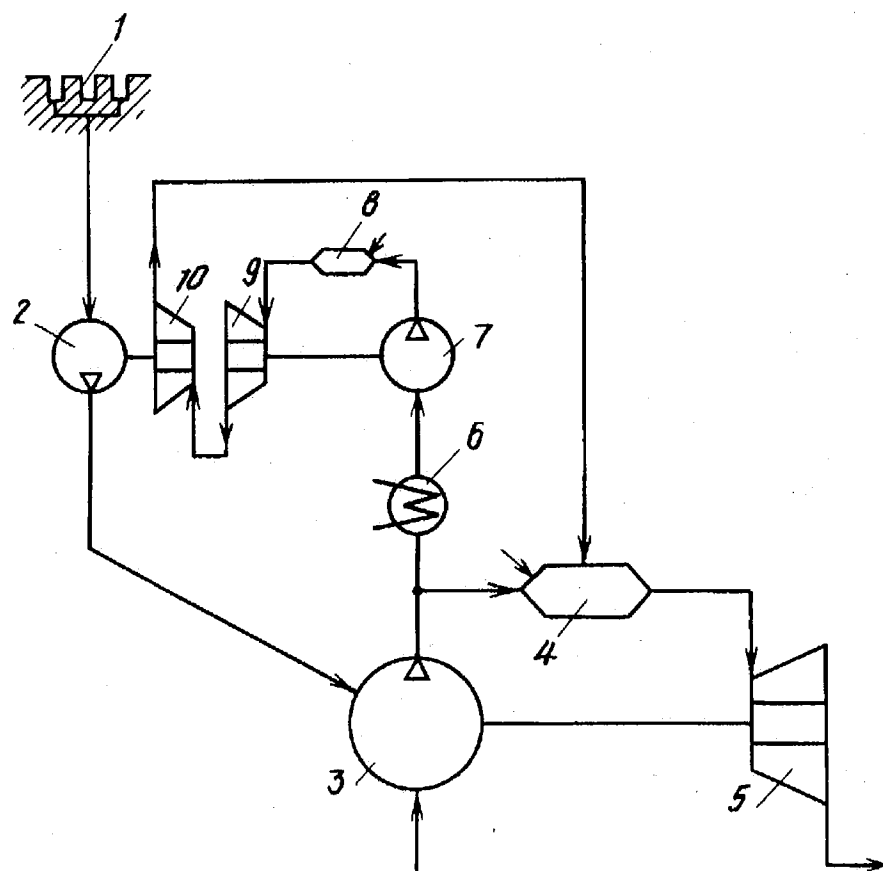
Экономичность повышается за счет утилизации внутренним контуром тепла газов вспомогательного контура и энергии диссипации из проточной части компрессора системы ламинаризации. Надежность работы увеличивается за счет снижения максимальных локальных температур в камере сгорания и неравномерности температурного поля на входе в турбину внутреннего контура, а также уменьшения напряжений в рабочих лопатках этой турбины. Вследствие отсутствия дополнительных затрат мощности и топлива на организацию работы системы ламинаризации, а следовательно, отсутствия жесткого ограничения на расход отсасываемого воздуха требования к точности выполнения размеров щелей на аэродинамических поверхностях могут быть существенно снижены, что также повышает надежность работы.

Летательный аппарат с системой ламинаризации обтекания, в общем случае состоящий из фюзеляжа, крыльев и хвостового оперения, содержит систему ламинаризации, показанную на чертеже и включающую щели отсоса 1 на внешних и внутренних аэродинамических поверхностях, например на крыльях, фюзеляже, стенках воздухозаборника, компрессор 2 системы ламинаризации, внутренний контур, состоящий из компрессора 3, камеры сгорания 4 и турбины 5, вспомогательный контур, содержащий последовательно соединенные теплообменник 6, компрессор 7, камеру сгорания 8, турбину 9 и силовую турбину 10.

Формула изобретения:

ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ С СИСТЕМОЙ ЛАМИНАРИЗАЦИИ ОБТЕКАНИЯ, включающий расположенные на поверхности крыльев щели, соединенные трубопроводами с входом компрессора системы ламинаризации, внутренний контур, содержащий компрессор, камеру сгорания, турбину, вспомогательный контур, имеющий силовую турбину, расположенную на одном валу с компрессором системы ламинаризации, отличающийся тем, что, с целью повышения экономичности и надежности, вспомогательный контур снабжен последовательно соединенными теплообменником, компрессором, камерой сгорания и турбиной, выход которой подключен к силовой турбине, причем выход компрессора системы ламинаризации и выход силовой турбины подключены соответственно к проточной части компрессора и камере сгорания внутреннего контура.

RU 2028963 C1



RU 2028963 C1



(19) **RU** ⁽¹¹⁾ **2 028 963** ⁽¹³⁾ **C1**
(51) Int. Cl.⁶ **B 64 C 21/08, F 02 C 6/00**

RUSSIAN AGENCY
FOR PATENTS AND TRADEMARKS

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21), (22) Application: 4870797/06, 02.10.1990

(46) Date of publication: 20.02.1995

(71) Applicant:
Ufimskij aviatsionnyj institut im.Sergo
Ordzhonikidze

(72) Inventor: Grishin A.N.

(73) Proprietor:
Grishin Aleksandr Nikolaevich

(54) **FLYING VEHICLE WITH LAMINAR-FLOW CONTROL SYSTEM**

(57) Abstract:

FIELD: aircraft manufacture. SUBSTANCE:
slots provided on wing surface are connected
with inlet of laminar-flow control system by
means of pipe lines. Outlet of this
compressor is connected with flow section of

the core compressor. Power turbine of
auxiliary loop is mounted on one shaft with
laminar-flow control system compressor, its
outlet being connected to core compressor
combustion chamber. EFFECT: enhanced
reliability. 1 dwg

RU 2 0 2 8 9 6 3 C 1

RU 2 0 2 8 9 6 3 C 1